

УДК 621.454-404.9

Особливості ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі

А. М. Іванченко

Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 25.03.99

Узагальнено результати робіт, проведених в Україні зі створення регульованої ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі. Розглядаються конструктивні заходи щодо запобігання проникненню полум'я в систему подачі палива, організації згоряння та пропонується формула для розрахунку витрат палива через регульовану фільтру з кільцевою конусною щілиною. Теоретично та експериментально доводиться здатність ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі до більш глибокого регулювання тяги у порівнянні з іншими ракетними рушійними установками.

На верхніх ступенях ракет сучасних ракетних комплексів різного призначення для дорозгону, гальмування та маневрування космічних об'єктів необхідні ракетні рушійні установки, здатні багаторазово вмикатись, а також регулюватись по тязі.

До останнього часу з цією метою використовувались ракетні рушійні установки здебільшого на двокомпонентному рідкому паливі, наприклад регульована рушійна установка посадочного модуля програми «Аполлон», за допомогою якої американські астронавти здійснювали маневрування над поверхнею Місяця під час пошуків зручних майданчиків та м'яку посадку на них.

Кожний із компонентів палива в цих установках міститься окремо в своєму баці і за допомогою системи подачі під тиском подається в камеру згоряння. Отруйність та висока плинність рідких компонентів палива в цих установках, таких як несиметричний диметилгідрозин та азотний тетроксид, ускладнюють експлуатацію та примушують використовувати високогерметичні металеві баки для забезпечення екологічної безпеки. Використання металевих баків обмежує тиск в камері згоряння при витісній системі подачі палива, що знижує економічність рушійної установки, або ускладнює його конструкцію в разі використання насосної системи подачі.

Ракетні рушійні установки на твердому паливі мають більш просту конструкцію, але не здатні оперативно регулюватись по тязі та багаторазово вмикатись, і тому використовуються для виконання простих завдань.

У зв'язку з цим увагу фахівців стали привертати рушійні установки на унітарних (однокомпонентних), як рідких, так і пастоподібних паливах. В цих рушійних установках паливо розміщується в одному баку, тому вони мають простішу конструкцію системи подачі, що суттєво спрощує конструкцію рушійної установки в цілому. Незважаючи на менший питомий імпульс, при використанні на верхніх ступенях ракет для виконання деяких завдань вони можуть мати кращі масовогабаритні характеристики, ніж рушійні установки на двокомпонентному паливі.

Ракетні рушійні установки на унітарних рідких паливах мають обмежене регулювання тяги та через високу плинність палива створюють економічні проблеми при виробництві палива, випробуваннях двигунів та пусках ракет. Крім того, використання цих рушійних установок на твердопаливних ракетах знижує їх експлуатаційні якості та екологічну безпеку.

Водночас відбувається невпинне ускладнення завдань, які вирішуються ракетними комплексами.

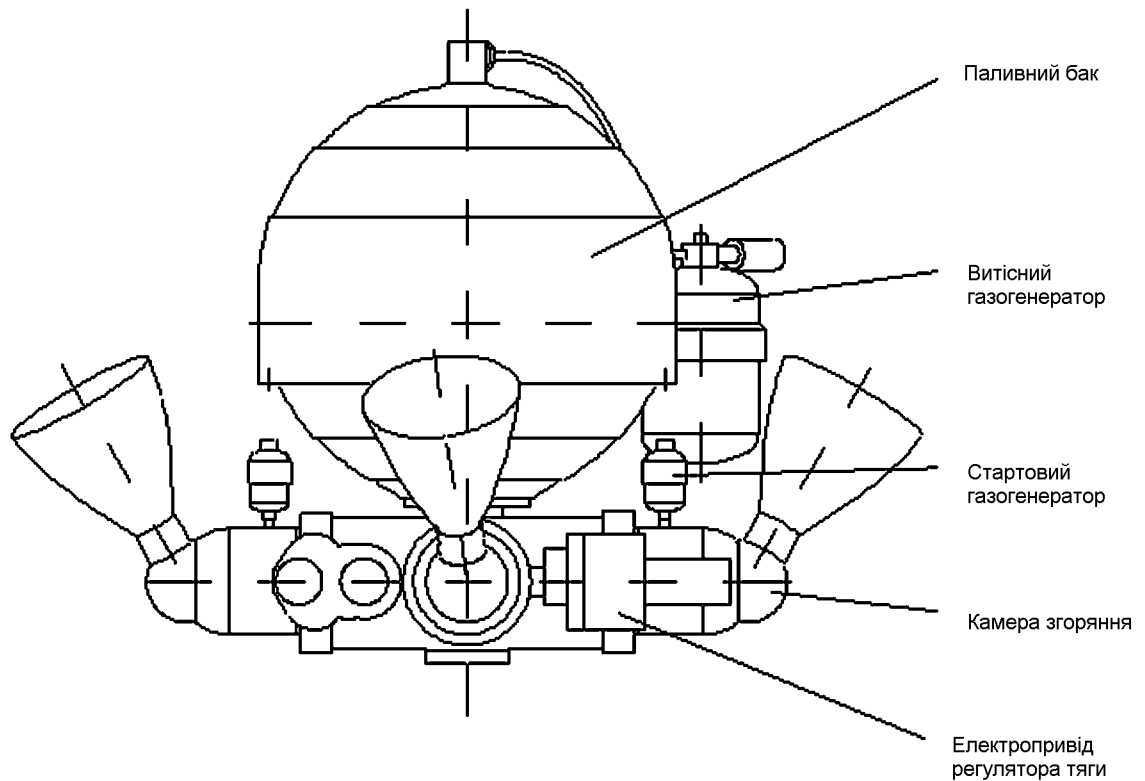


Рис. 1. Загальний вигляд ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі

Наприклад, виведення та точне розташування на різних орбітах кількох супутників різної ваги та розмірів накладає на рушійні установки верхніх ступенів ракет посилені вимоги щодо оперативного та глибокого регулювання тяги, багаторазового вмикання, а також щодо екологічної безпеки.

Проектно-дослідні роботи, проведені в ДКБ «Південне», показали, що для виконання деяких завдань ракетні рушійні установки з подачею в камеру згоряння пастоподібного палива мають перевагу над усіма іншими.

Результати цих робіт виявились пріоритетними, привернули увагу закордонних фахівців, а Американський інститут аеронавтики та астронавтики (AIAA) замовив доповідь про ці роботи. Доповідь була представлена на конференції AIAA в червні 1993 р.

В ракетних рушійних установках на пастоподібному паливі використовується нестверділе пластифіковане двофазне або сумішне (гомогенне або гетерогенне) паливо у вигляді пасти або гелю, яке міститься в одному баку і подається в камеру згоряння за допомогою витісної системи подачі (рис. 1).

Подача палива з бака в камеру згоряння дозволяє оперативно регулювати тягу та багаторазово вмикати рушійну установку. Низька плинність цих палив та відсутність в них газовиділення знижує вимоги щодо герметичності системи подачі, а це дозволяє використовувати пластикові баки, які витримують високий тиск при малій вазі, що дозволяє підняти тиск в камері згоряння, а тим самим підвищити і основні характеристики установки.

Однією з основних проблем при створенні ракетної рушійної установки на унітарному паливі є запобігання проникнення (проскоку) полум'я в систему подачі, що неминуче приводить до вибуху.

Розгляд фізичної моделі процесів, які мають місце під час подачі пастоподібного палива в камеру згоряння, показав, що уникнути проскоку полум'я в ракетній рушійній установці на пастоподібному паливі можна значним перевершенням швидкості подачі палива в камеру згоряння над швидкістю його горіння. Для цього паливо в камеру згоряння має подаватись через фільтру з малою площею прохідного перерізу та виготовлену з теплозахисного матеріалу.

Вивчення конструкцій рушіїв, що пропонуються

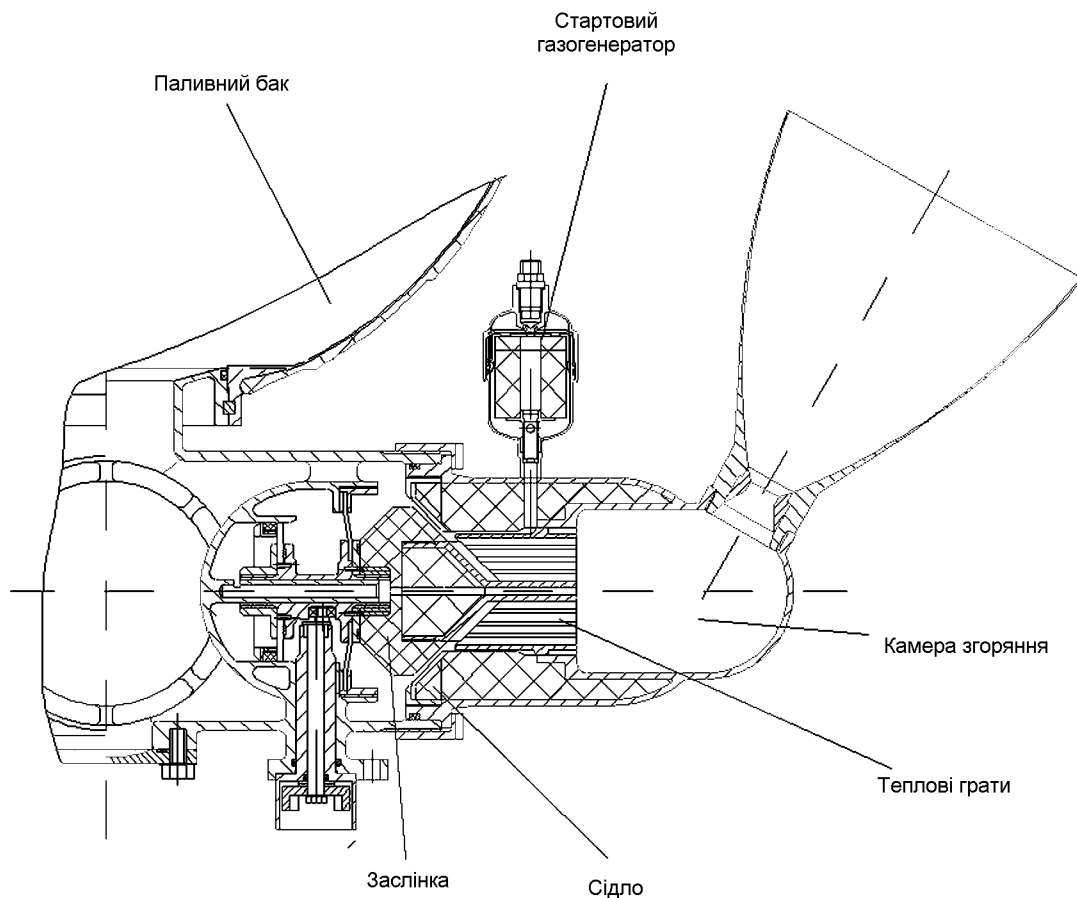


Рис. 2. Варіант конструкції камери згоряння

у технічній і патентній літературі, показало, що найбільш вдалою є конструкція за патентом США. В ній пастоподібне паливо подається в камеру згоряння через регульовану фільтру, яка водночас служить і регулятором тяги (рис. 2).

Прохідний канал такої фільтри являє собою кільцеву регульовану щілину, створену заслінкою та сідлом.

На початку робіт існував сумнів щодо працездатності рушійної установки на пастоподібному паливі, бо скільки б ми не збільшували швидкість палива в фільтрі, в пристінку її каналу швидкість завжди буде меншою швидкості горіння, внаслідок чого полум'я по пристінку може проникнути через фільтру в бак.

Для вивчення процесів, що відбуваються в рушійних установках на пастоподібному паливі, була створена дослідна рушійна установка, креслення якої приведені на рис. 3.

Установка включає в себе регульовану камеру згоряння з приводом та паливний бак.

Вже перші вогневі випробування рушійної установки розвіяли сумніви щодо проскоку полум'я з камери згоряння до бака. Вона безаварійно працювала понад 300 с і припиняла роботу після закінчення палива.

Детальне вивчення роботи фільтри дозволило пояснити працездатність установки тим, що біля стінки каналу фільтри, крім гідравлічного, існує також і тепловий пристінок, в якому паливо не горить завдяки тепловідводу із зони горіння в стінку фільтри, і тому полум'я не може проникнути вздовж стінки фільтри до бака.

Проведені роботи показали, що ракетні рушійні установки на пастоподібному паливі завдяки специфічним якостям палива мають в десятки разів вищу здатність до регулювання тяги, ніж всі інші ракетні установки.

Це відбувається тому, що пастоподібні палива мають високу в'язкість, яка сягає 2000 пуаз, за характером течії близькі до розплавів полімерних речовин і течуть в глибокому ламінарному режимі.

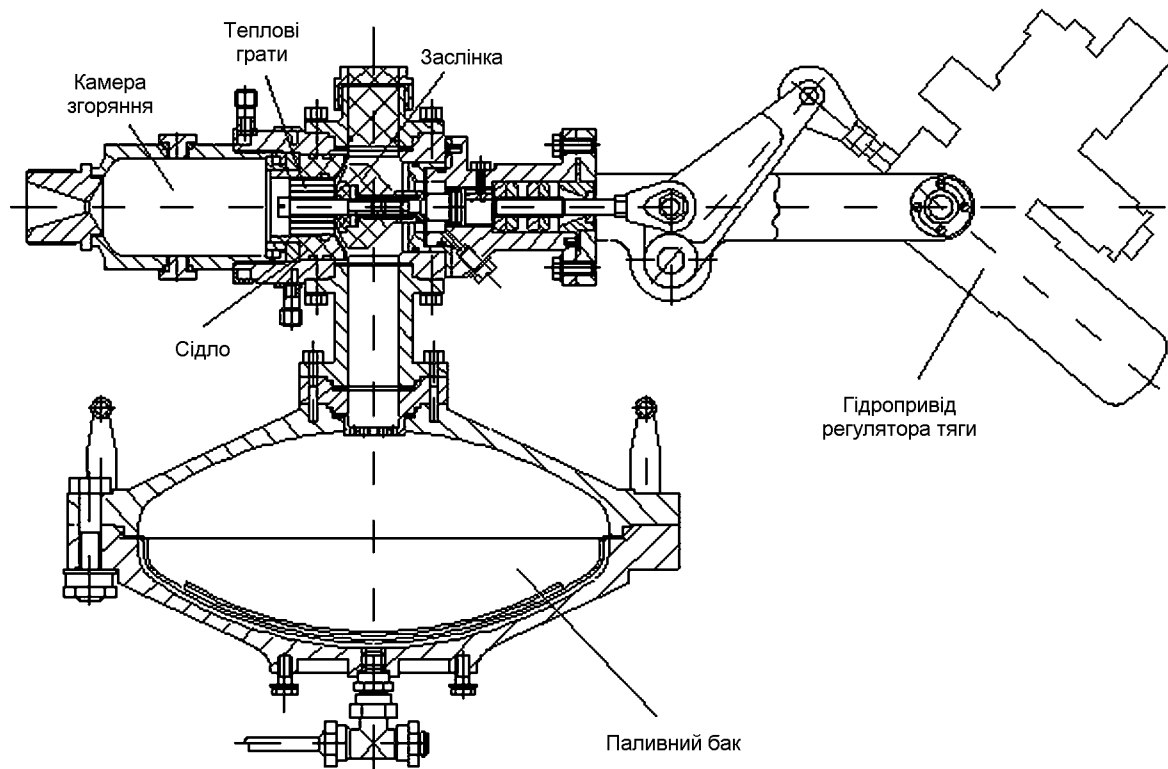


Рис. 3. Дослідна рушійна установка на пастоподібному паливі

Як виявилось, пастоподібні палива з достатньою для практичних цілей точністю підкоряються показниковому закону течії неньютонівської рідини Оствальда де Вілла. Цей закон встановлює залежність напруги тертя від швидкості зсуву в'язкопружної рідини:

$$\tau = K\gamma^n,$$

де K — консистентна стала; γ — швидкість зсуву; n — індекс течії.

Витрати палива через регулятор тяги (фільтер) залежать від напруги тертя об стінки фільтера, яка, в свою чергу, залежить від поля швидкостей палива в перерізі каналу. При зміні ширини каналу фільтера змінюється градієнт швидкості, а з ним і напруга тертя палива об стінку, і тому витрати палива змінюються не тільки за рахунок зміни площі перерізу регульованої щілини фільтера, а також за рахунок зміни опору тертя в ній.

Реологічні процеси, які мають місце в паливі під час течії через фільтер, відбуваються в основному внаслідок дії на паливо перепаду тиску на фільтері, а також сил тертя палива об стінки на підході до фільтера та в каналі самої фільтера.

Згідно з рівнянням збереження енергії падіння

тиску на фільтері

$$\Delta P = \frac{\tau_w F_{\text{тр}}}{f_{\text{пр}}},$$

де τ_w — напруга тертя на стінці каналу; $F_{\text{тр}}$ — площа тертя; $f_{\text{пр}}$ — прохідна площа розтину каналу.

Закон Оствальда де Вілла дозволяє визначити напругу тертя пастоподібного палива об стінки каналу в залежності від реологічних властивостей палива та швидкості зсуву на стінці:

$$\tau_w = K\gamma_w^n,$$

де γ_w — швидкість зсуву палива на стінці.

В свою чергу, швидкість зсуву на стінці каналу залежить від епюри швидкостей. Але визначення епюри швидкостей неньютонівської рідини являє собою складну задачу, аналітичне рішення якої знайдене поки що лише для каналів з постійним перерізом круглої, кільцевої або плоскої форми, і тільки на дільниці каналу, де течія рідини сформована (стабілізована), тобто на ділянці, де епюра швидкостей стала, відповідає полю швидкостей на попередній та наступних ділянках. Крім того, в конвергентних каналах, в яких площа перерізу змінна, і до яких належать канали регульованих

фільтер, а також на вході в канал з постійним перерізом течія рідини не сформована, і визначення напруги тертя викликає значні труднощі.

У зв'язку з цим привертає увагу метод визначення втрат тиску при нестабілізованій течії неньютонівської рідини, запропонований Беглі. Беглі поділяє втрати тиску на ділянці каналу, де має місце нестабілізована течія, на втрати тиску ΔP_{ct} при стабілізованій течії на цій ділянці та на додаткові втрати тиску ΔP_0 , викликані нестабільністю течії:

$$\Delta P = \Delta P_{ct} + \Delta P_0.$$

При цьому додаткові втрати тиску на несформованість течії розраховуються як для сформованої течії на додатковій фіктивній ділянці каналу. Геометричні параметри додаткової фіктивної ділянки Беглі визначив для входу в круглий канал, де має місце нестабільна течія, з допомогою поправочного коефіцієнта (поправка Беглі), знаходячи його з графічної залежності між тиском та градієнтом швидкості (швидкістю зсуву):

$$\Delta P_{ct} + \Delta P_0 = 2\tau_w \left(\frac{L}{R} + n_{bx} \right),$$

$$n_{bx} = \frac{\Delta L}{R},$$

де L — довжина каналу; R — радіус каналу; n_{bx} — поправний коефіцієнт входу; ΔL — додаткова довжина каналу.

Нескладні перетворення показують, що поправка Беглі — це не що інше, як додаткова площа тертя ΔF , віднесена до прохідної площі $f_{пр}$ перерізу каналу:

$$\Delta P_0 = 2\tau_w \frac{\Delta L}{R} = 2\tau_w \frac{\Delta L}{R} \frac{\pi R}{\pi R} = \tau_w \frac{\Delta F}{f_{пр}}.$$

Вивчення поведінки пастоподібних палив та інших неньютонівських рідин на вході в канали показали, що на підході до каналу потік рідини звужується, як в конвергентному конусному каналі, але з кутом конусності у 90° . Це приводить до думки, що метод врахування несформованості течії шляхом умовного приєднання до каналу додаткової площі тертя не обмежується тільки входом до каналів, а може бути використаний з достатньою для практичних цілей точністю, також і для визначення втрат тиску в конвергентних каналах (з несформованою течією по всьому каналу). Тоді, знаючи поправку на несформованість течії для відомого конвергентного каналу, можна визначити геометричний параметр (чи комплекс параметрів), по якому знайдеться додаткова фіктивна площа другого конвергентного каналу, яку необхідно при-

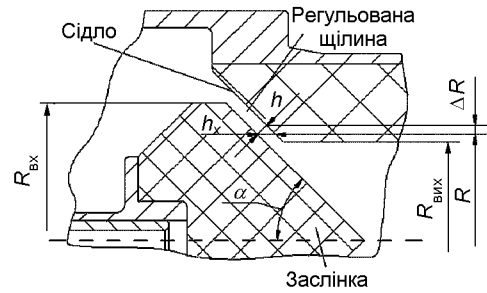


Рис. 4. Розрахункова схема фільтрального блоку

єднати до його площі тертя, щоб знайти втрати тиску в ньому з урахуванням несформованості течії за формулами для сформованої течії.

Знаючи закон течії Оствальда де Вілла для пастоподібного палива, можна знайти залежність перепаду тиску на певному фільтрному блоку в залежності від об'ємних витрат Q палива через нього та ходу заслінки h_x (рис. 4).

Перепад тиску на нескінченно малому проміжку каналу фільтери дорівнює:

$$dP = \frac{\tau_w dF_{тр}}{f_{пр}}.$$

При куті конусності каналу понад 45° канал наближається за формою до плоского, тому для знаходження швидкості зсуву пастоподібного палива на стінках каналу скористаємось формулою для плоского щілинного каналу постійного перерізу:

$$\gamma_w = \frac{\gamma_{эф}}{3} \left(2 + \frac{2 \ln \gamma_{эф}}{\ln \tau_w} \right).$$

Тут $\gamma_{эф}$ — ефективна швидкість зсуву, або ньютонівська швидкість зсуву біля стінки каналу:

$$\gamma_{эф} = \frac{6V_{cp}}{h},$$

де V_{cp} — середня швидкість руху палива через переріз щілини; h — ширина щілини (рис. 4).

З урахуванням закону Оствальда де Вілла швидкість зсуву пастоподібного палива на стінках щілини становитиме:

$$d \ln \gamma_{эф} = \frac{1}{\gamma_{эф}} d \gamma_{эф},$$

$$d \ln \tau_w = d \ln K \gamma_{эф}^n = \frac{1}{K \gamma_{эф}^n} K n \gamma_{эф}^{n-1} d \gamma_{эф},$$

$$\frac{d \ln \gamma_{эф}}{d \ln \tau_w} = \frac{1}{\gamma_{эф}} d \gamma_{эф} \frac{K \gamma_{эф}^n}{K n \gamma_{эф}^{n-1} d \gamma_{эф}} = \frac{1}{n},$$

$$\gamma_w = \frac{\gamma_{эф}}{3} \left(2 + \frac{1}{n} \right).$$

Таким чином, закон Оствальда де Вілла для щілини прийме вигляд

$$\tau_w = K \left[\frac{2V_{\text{сп}}}{h} \left(\frac{2n+1}{n} \right) \right]^2.$$

Нескінченно малий приріст площі тертя рівний

$$dF_{\text{тр}} = \frac{4\pi R}{\sin\alpha} dR.$$

Тут R — радіус фільтри, α — кут конусності щілини;

$$f_{\text{пр}} = \pi h(2R + \Delta R),$$

$$\Delta R = h \cos\alpha,$$

$$h = h_x \sin\alpha,$$

$$f_{\text{пр}} = \pi h_x \sin\alpha (2R + h_x \cos\alpha \sin\alpha),$$

де h_x — хід клапана.

Звідси знайдемо втрати тиску на нескінченно малому проміжку фільтри:

$$dP = K \left(\frac{2n+1}{\pi n} \right)^n \frac{2^{2n+2}}{\sin^{2n+2}\alpha} \frac{Q^n}{h_x^{2n+1}} \frac{R dR}{(2R + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{n+1}}.$$

Інтегрування в межах $R_{\text{вх}} + n_c h_x$, $R_{\text{вих}}$ дає:

$$\begin{aligned} \Delta P = & K \left(\frac{2n+1}{\pi n} \right)^n \frac{2^{2n+2} Q^n}{h_x^{2n+1} \sin^{2n+2}\alpha} \times \\ & \times \left\{ \frac{1}{1-n} [(2R_{\text{вх}} + n_c h_x + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{1-n} - \right. \\ & \left. - (2R_{\text{вих}} + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{1-n}] - \frac{h_x}{n} \sin\alpha \cos\alpha \times \right. \\ & \left. \times [(2R_{\text{вх}} + n_c h_x + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{-n} - (2R_{\text{вих}} + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{-n}] \right\}, \\ n_c = & \frac{\Delta R}{h_x}, \end{aligned}$$

де n_c — поправка на несформованість течії; ΔR — додаткова довжина радіуса, яка враховує втрати тиску на нестабілізованість течії.

Консистентна стала K та індекс течії n визначаються для кожного палива окремо за відомими методиками протискування його через канал постійного розтину.

Поправка на несформованість течії $n_c = f(R_{\text{вх}}, R_{\text{вих}}, \alpha)$ визначається для кожного палива протискування його через модельну фільтру.

Витрати палива через фільтру можна розрахувати за формулою

$$Q = \frac{\pi n \Delta P^{1/n} \sin^{2+2/n}}{2(2n+1)K^{1/n}} h_x^{2+1/n} \left/ \left\{ \frac{1}{1-n} \times \right. \right.$$

$$\begin{aligned} & \times [(2R_{\text{вх}} + n_c h_x + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{1-n} - (2R_{\text{вих}} + \\ & \left. + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{1-n}] - \frac{h_x}{n} \sin\alpha \cos\alpha \times \right. \\ & \left. \times \left[\frac{1}{(2R_{\text{вх}} + n_c h_x + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^n} - \frac{1}{(2R_{\text{вих}} + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^n} \right] \right\}^{1/n}. \end{aligned}$$

Формула витрат через регулятор рідкого палива, яке являє собою ньютонівську рідину, має вигляд

$$Q = \mu 2\pi R h_x \sin\alpha \left(\frac{2g\Delta P}{\gamma} \right)^{1/2},$$

де μ — коефіцієнт витрат; γ — питома вага палива; g — прискорення вільного падіння.

З цих двох формул видно, що витрати через регулятор пастоподібного палива при індексі течії $n < 1$, що має місце для створених на цей час палив, залежить від ходу заслінки h_x майже в кубі, тоді як для рідкого палива — лінійно.

На рис. 5 приведені порівняння у відносних координатах залежностей витрат пастоподібного (з індексом течії $n = 0.4$) та рідкого палив в залежності від ходу регулюючого елемента, з якого видно, що при одному і тому ж ході регулюючого елемента витрати пастоподібного палива значно більше змінюються, ніж рідкого.

За допомогою приведених формул розраховано дросельну характеристику дослідної рушійної установки (рис. 3) на пастоподібному паливі ПСТ-2 (залежність витрат палива Q , тиску P_k в камері згоряння та тиску P_n на вході у фільтру від ходу заслінки).

Рис. 6 показує, що експериментальна та розрахована дросельні характеристики цієї установки дуже близькі. Зміщення розрахованої характеристики на 0.25 мм праворуч пояснюється деформацією роз-

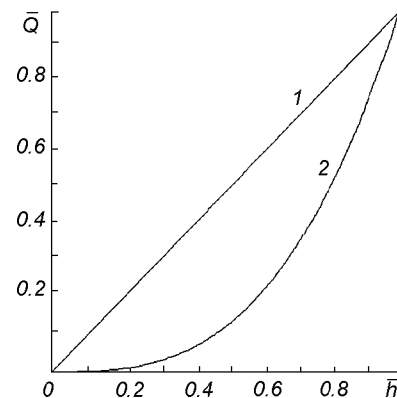


Рис. 5. Порівняння витратних характеристик пастоподібного (1) та рідкого (2) палива

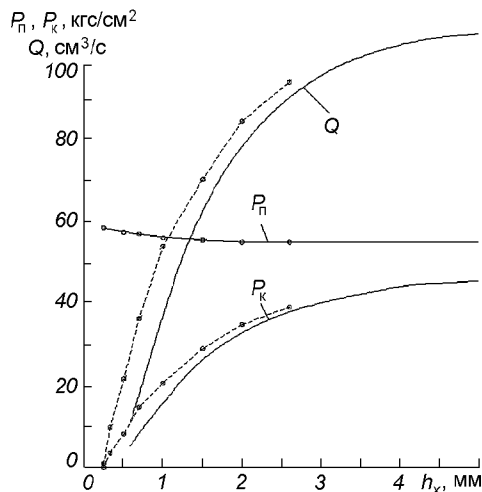


Рис. 6. Експериментальна (штрихова) та розрахункова (сутільна лінія) дросельні характеристики дослідної установки

міщеної в щілині гумової діафрагми під впливом перепаду тиску, що не було враховано при розрахунках.

Крім того, отримана дросельна характеристика дослідної рушійної установки показує високу здатність ракетних рушійних установок на пастоподібному паливі до регулювання тяги. На дослідній рушійній установці з одним ступенем регулювання досягнута більш ніж десятикратна зміна тяги, тоді як на регульованій рушійній установці посадочного модуля програми «Аполлон» для такої глибини регулювання використовувались кавітаційний дросель з постійним перепадом тиску та регульована щілинка форсунки, що значно ускладнило конструкцію установки.

Особливе значення для ракетних рушійних установок на пастоподібному паливі має організація згоряння палива. Незважаючи на те, що роботи над ракетними рушійними установками на пастоподібному паливі розпочаті ще на початку 1960-х рр., втілення їх гальмувалось саме труднощами організації згоряння.

Для забезпечення потрібних витрат палива в ракетних рушійних установках необхідно організувати достатню поверхню згоряння. В ракетних рушійних установках на рідкому паливі достатня поверхня згоряння досягається роздрібленням палива на безліч дрібних крапель шляхом впорскування його в камеру згоряння під тиском через форсунки.

В ракетних рушійних установках на твердому паливі горіння відбувається прямо в паливному баку, який водночас являється камерою згоряння і має достатні розміри для організації великої по-

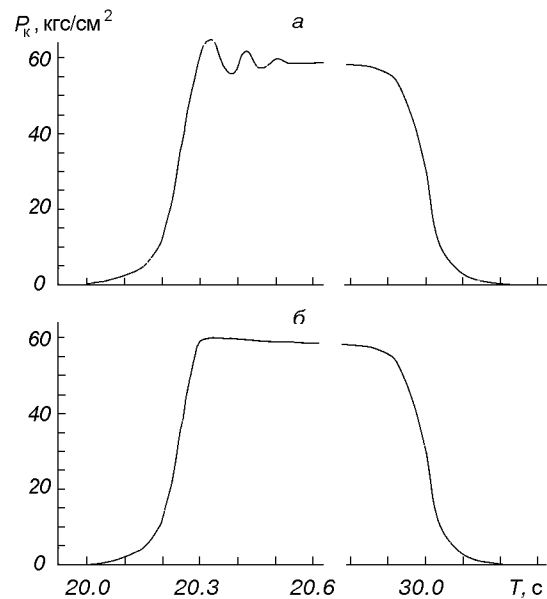


Рис. 7. Осцилограми тиску в камері згоряння без теплових ґрат (а) та з тепловими ґратами (б)

верхні згоряння.

Необхідність глибокого регулювання тяги та багаторазового вмикання примушує спалювати паливо в окремій камері згоряння — як в установках на рідкому паливі. Але при спалюванні пастоподібного палива його неможливо роздрібнити на безліч дрібних частинок, і тому для забезпечення потрібних витрат палива потрібно було збільшувати розміри камери згоряння, що погіршувало габаритно-масові характеристики установки до неприйнятних значень.

Ще 1966 р. в США була запатентована «Система управління згорянням твердого палива» [2], в якій реалізується відомий спосіб збільшення швидкості згоряння твердого палива шляхом підсилення теплопідводу від зони полум'я до поверхні згоряння палива за допомогою теплопровідного елемента, виконаного з жаростійкого та теплопровідного матеріалу, наприклад молібденового сплаву.

Нагрітий продуктами згоряння і розміщений близько від поверхні згоряння палива теплопровідний елемент підсилює підвід тепла в зону згоряння, чим підвищує швидкість підготовчих процесів в паливі, а тим самим — і швидкість його згоряння.

Очевидно, теплопровідний елемент доцільно використати і для збільшення швидкості згоряння пастоподібного палива в ракетній рушійній установці.

На рис. 2 і 3 показані теплопровідні елементи, виконані в вигляді теплових ґрат, з розвиненими

теплообмінними поверхнями. Теплові ґрати розміщені всередині камери згоряння на виході з регульованої фільтри.

Використання теплових ґрат в камері згоряння дослідної рушійної установки в декілька разів підвищило швидкість згоряння палива, чим суттєво збільшились витрати палива, без збільшення розмірів камери згоряння.

Як показали випробування дослідної рушійної установки на пастоподібному паливі, теплові ґрати не тільки дозволили збільшити витрати палива без збільшення розмірів камери згоряння, але також дозволили покращити її перехідні процеси.

На рис. 7 приведені дві осцилограми повторного вмикання установки — без теплових ґрат і з ґратами, на яких видно, що при випробуваннях з тепловими ґратами відсутнє перерегулювання.

Таким чином, в Україні, в ДКБ «Південне» започатковані роботи в новому напрямку ракетного двигунобудування — роботи по створенню ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі. Проведені роботи показали, що ця рушійна установка в разі використання її на верхніх ступенях ракет

для розв'язання низки задач повинна мати більш високі характеристики в порівнянні з іншими рушійними установками завдяки специфічним яким пастоподібного палива.

1. Вильямс В. А. Теория горения. — М.: Наука, 1971.— С. 253—268.
2. Пат. 4047382 США.—1977.
3. Пат. 3266247 США.—1966.
4. Чанг Дей Хан. Реология в процессах переработки полимеров. — М.: Химия, 1979.—С. 110—129.

A PASTE-PROPELLANT ROCKET PROPULSION SYSTEM

A. M. Ivanchenko

The effort in constructing a paste-propellant rocket propulsion system in Ukraine is described. Construction features for keeping flame from penetrating to the fuel supply system and maintaining combustion are considered. A formula is proposed for calculating the consumption of the propellant which moves through a spinneret with a conical ring-type slot. The paste-propellant rocket propulsion system is shown theoretically as well as experimentally to be more efficient in the thrust control as compared to other rocket propulsion systems.